

OPTISCHE MESSUNG VON GESCHWINDIGKEIT UND TEMPERATUR AM AUSTRITT EINER MAGERBRENNKAMMER UNTER REALISTISCHEN BETRIEBSBEDINGUNGEN

C. Hassa¹, L. Voigt¹, M. Schroll¹, J. Heinze¹, Ch. Willert¹, I. Bagchi²

¹Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Antriebstechnik,
Linder Höhe, 51147 Deutschland,

²Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG, Eschenweg 11, Dahlewitz,
15827 Blankenfelde-Mahlow, Deutschland

Zusammenfassung

Es werden Messungen von Geschwindigkeit und Temperatur am Austritt eines Magerbrennkammer-Sektors vorgestellt, der in Teillast ungestuft bei realistischen Bedingungen betrieben wird. Die eingesetzten Verfahren sind die Particle Image Velocimetrie und die Laser-induzierte OH Fluoreszenz. Das Geschwindigkeitsfeld weist am Austritt noch die Drehbewegung auf, die von den Drallerzeugern der Magerbrenner induziert wird. Durch die Wärmefreisetzung des Pilotbrenners wird diese im Vergleich zur isothermen Strömung noch verstärkt, während der Turbulenzgrad im Gegensatz dazu kleiner wird. Die turbulenten Längenmaße, die aus den momentanen Geschwindigkeitsfeldern abgeleitet wurden, deuten auf eine Präzessionsbewegung des Brennerwirbels hin. Die Temperaturmessungen zeigen eine Temperaturerhöhung im gesamten Querschnitt und demonstrieren so die turbulente Durchmischung des Rauchgases der Pilotverbrennung. Jedoch verbleibt ein heißer Kern im Zentrum des Sektors. Diese Informationen dienen dem verbesserten Verständnis des hochenergetischen Übergangs zwischen Brennkammer und Turbine und bilden somit auch einen Beitrag zur Vermeidung von Effizienzverlusten von Triebwerken mit Magerbrennkammern.

Keywords

Luftfahrtantriebe; Magerverbrennung; Brennkammer-Turbinen Interaktion; Lasermesstechnik

1. EINLEITUNG

Die Magerverbrennung ist das Konzept mit dem höchsten Schadstoffreduktionspotential für Brennkammern von Flugtriebwerken. Für die Stickoxidemission wird eine Reduktion von ca. 50 % gegenüber konventioneller Technologie möglich, bei der Rußemission kann ein Reduktionssprung von nahezu einer Größenordnung in der Rußzahl beobachtet werden [1]. Damit ist die Magerverbrennung ein wesentlicher Schritt bei der Verwirklichung der ACARE 2020 Emissionsziele [2] und derer des Flightpaths 2050 [3] der EU. Um sich am Markt durchzusetzen und die erforderliche Wirkung bei den Emissionen des Luftverkehrs zu entfalten, müssen die Triebwerke mit Magerverbrennung jedoch auch alle betrieblichen Erfordernisse ebenso gut erfüllen wie diejenigen mit konventioneller Brennkammertechnologie.

Ein Unterschied zwischen den Triebwerken mit den unterschiedlichen Verbrennungskonzepten tritt am Übergang zur Turbine auf, die mit einer wesentlichen Veränderung der Brennkammerabströmung konfrontiert wird. Während die Mischung und Temperaturverteilung am Austritt konventioneller Brennkammern hauptsächlich von den Wandstrahlen der Sekundär- und Verdünnungsluft bestimmt wird, entfällt bei der Magerverbrennung die Sekundärluftzugabe. Stattdessen wird bis zu 70 % der Brennkammerluft durch die brennstoffgestuften Magerbrenner zugeführt, so dass deren verdorrte Rauchgase einen dominanten Einfluss auf die Strömung am Brennkammeraustritt haben. Neben einem anderen Temperaturprofil am Austritt, das sich

durch die Brennstoffstufung im Betrieb ändert, nehmen der erhöhte Drall der Strömung sowie ein veränderter Turbulenzzustand im Hinblick auf die Schwankungsbreite der Geschwindigkeitsverteilungen und ihre Längenmaße Einfluss auf die Turbinenströmung. Außerdem verändert sich auch die Interaktion der Brennkammerströmung mit den Kühlluftströmen der Brennkammerwände. Ohne ein volles Verständnis dieses hochenergetischen Übergangs zwischen den Komponenten wird es schwierig, exzessive Kühlungsanforderungen zu vermeiden, die negative Auswirkungen auf die Effizienz des Triebwerks zur Folge hätten.

Um dieses Verständnis zu erlangen, sind Informationen eines Detaillierungsgrades notwendig, der derzeit durch die Instrumentierung von Kerntriebwerken nicht erreicht werden kann. Folglich ist zur Lösung des Problems eine komponentenübergreifende Modellierung erforderlich, die mit experimentellen Informationen über die Strömung am Brennkammeraustritt und aus der Turbinenströmung durch die erste Stufe unterstützt werden muss. Für die Formulierung der Eingangsrandbedingungen einer solchen Rechnung sind insbesondere auch Daten über den Turbulenzzustand am Brennkammeraustritt notwendig. Daten über den Brennkammeraustritt liegen in Form von Probenmessungen an Ringbrennkammern vor, mit denen die mittlere räumliche Temperaturhomogenität in Form von Kennzahlen charakterisiert wird. Die räumliche Auflösung dieser Daten ist jedoch unbefriedigend und Daten zur Geschwindigkeitsverteilung fehlen.

Für die Instrumentierung von Ringbrennkammerprüfständen wurden im EU Projekt LEMCOTEC (Low Emission COre TEchnologies) [4] vom DLR in Zusammenarbeit mit RR Deutschland Messtechniken auf ihre Anwendbarkeit für diese Problemstellung weiterentwickelt. Für die Geschwindigkeitsmessung wurde die Particle Image Velocimetrie anhand von Versuchen an einer zu diesem Zweck erbauten Einzelsektor-Brennkammer [5] erprobt [6]. Temperaturmessungen mit befriedigender Genauigkeit und der Möglichkeit, zweidimensionale Verteilungen im Einzelpuls zu erhalten, sind für Mischungen im chemischen Gleichgewicht und ausreichend hohe Temperaturen mit der Laserinduzierten Fluoreszenz am OH Molekül möglich [7]. Zudem konnte die Methode der gefilterten Rayleigh-Streuung (FRS) für Geschwindigkeits- [6] und Temperaturmessungen [8] am Brennkammeraustritt qualifiziert werden. FRS hat für Geschwindigkeitsmessungen an Großprüfständen den Vorteil, nicht von einer Aerosolpartikelzugabe abhängig zu sein. Bei der Temperaturmessung ergibt sich der Vorteil eines Messbereichs, der die volle Temperaturspanne von der Brennkammereintritts- bis zur Maximaltemperatur erfasst, während die OH-LIF Thermometrie auf die Anwesenheit von OH Molekülen bei höheren Temperaturen beschränkt ist. Der Nachteil besteht in einer geringen Signalstärke, die keine simultanen 2-dimensionalen- oder Einzelpulsmessungen erlaubt. Im zeitlichen Rahmen des Projektes konnten diese Messtechniken jedoch nicht in den Ringbrennkammerprüfstand des DLR implementiert werden. Damit war zunächst auch die genauere Untersuchung der Einmischung eines realistischen Brennkammerkühlluftstroms in die Strömung am Austritt brennkammerseitig nicht möglich.

Turbinenprüfstände, die ihr Augenmerk auf einen inhomogenen Einlauf richten, sind aufgrund ihrer Instrumentierung im Vergleich zum Brennkammeraustritt auf niedrigere Temperaturen angewiesen. Aus dem Erfordernis eines darstellbaren Aufwands und problemloser Regelbarkeit wird für die Brennkammersimulation am Eintritt in der Regel auf elektrische Lufterhitzung zurückgegriffen [9]. Die erzielbare Temperaturdifferenz erlaubt eine Messung von Austrittstemperaturprofilen mit guter Genauigkeit. Durch die Einbeziehung der Ringbrennkammer-spezifischen Kühlluftzuführungen am Ende der Brennkammer kann auch die Filmkühlung der Turbinenendwand untersucht werden [10]. Da die Temperaturverteilung der Kernströmung der Brennkammer am Austritt noch kein Blockprofil erreicht hat, kann selbst eine skalierte realistische Temperaturverteilung mit dieser Methode nicht dargestellt werden [9]. Ebenso ist der Einfluss der Verbrennung auf Brennerdrall und Turbulenz nicht simulierbar, so dass bei der Drallstärke des Brennersimulators ein Kompromiss angestrebt wird, der die Ausbildung eines Rezirkulationsgebietes zur Folge hat ohne jedoch zu unrealistisch hohen Anströmwinkeln in der Turbineneinströmung zu führen.

Der Brückenschlag zwischen Brennkammer und Turbine, der rechnerisch unternommen werden muss, braucht in Ermangelung detaillierter Daten aus Ringbrennkammern demnach vor allem Informationen zur Kernströmung der Brennkammer. Notwendig sind Temperaturdaten mit erheblich höherer Auflösung als die bestehender Sondenmessungen sowie Geschwindigkeitsfelder. Zur Unterstützung der Berechnung sind darüber hinaus

Turbulenzdaten in Form von Schwankungsverteilungen und zumindest turbulenten Längenmaßen notwendig. Diesem Bedürfnis sollte die Untersuchung Rechnung tragen, die im DLR im LEMCOTEC Projekt mit einem Einzelsektor angestellt wurde

2. PRÜFSTAND UND MESSSTRECKE

2.1. Prüfstand

Zur Untersuchung von Brennern und Brennkammern steht im Institut für Antriebstechnik der Hochdruckbrennkammerprüfstand 1 (HBK1) zur Verfügung. Er ist mit seiner Infrastruktur darauf ausgelegt, Fluggasturbinenbrenner in Originalgröße unter realistischen Betriebsbedingungen betreiben zu können. Von der zentralen Medienversorgung des Standorts wird der Prüfstand über Rohrleitungen mit vorverdichteter, entfeuchteter Luft mit Drücken von bis zu 58 bar und 10 kg/s versorgt. Mit drei elektrischen Lufterhitzern, die jeweils mit einer maximalen Leistung von 540 kW betrieben werden können, sind Brennkammereintrittstemperaturen T_3 von bis zu 900 K möglich, Bild 1. Die Heißluftströme von zwei der drei separat zu steuernden Lufterhitzer werden direkt stromab der Erhitzer zusammengeführt und über eine isolierte Rohrleitung zur Messstrecke geleitet. Der dritte Lufterhitzer kann zur Erzeugung von regelbarer heißer Kühlluft genutzt werden, oder aber auch über isolierte Rohre in die Hauptluftversorgung eingekoppelt werden.

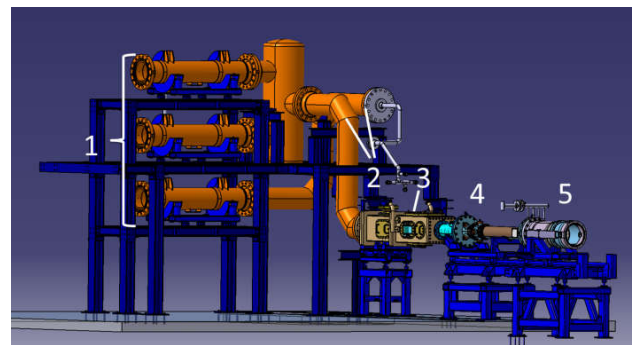


Bild 1. Teile der Prüfstandsinfrastruktur des HBK1:

- 1) Elektrische Lufterhitzer, 2) Isolierte Heißluftleitungen,
- 3) Messstrecke, 4) Abgasrohre mit Wassereinspritzung,
- 5) Dynamische Drossel

Neben vorgewärmter Luft kann auch Luft mit Normaltemperatur zur Kühlung bereitgestellt werden. Zur Brennstoffversorgung stehen drei Kraftstofflinien mit einem maximalen Massenstrom von je 40 g/s und einem maximalen Druck von 150 bar zur Verfügung. Dabei können sowohl Kerosin Jet-A1 (Standardkraftstoff), als auch alternative Kraftstoffe eingesetzt werden. Kerosin wird über eine zentrale Ringleitung von der Medienversorgung zur Verfügung gestellt, alternative Kraftstoffe können über eine 4500 l fassende mobile Tankstation in das Brennstoffsystem eingespeist werden. Für einen der Kraftstoffstränge besteht darüber hinaus die Möglichkeit einer Kraftstoffvorheizung. Die elektrisch betriebene Kerosinvorwärmung mit einer Leistung von bis zu 15 kW kann einen Brennstoffmassenstrom von bis zu 40 g/s auf eine maximale Temperatur von 200 °C vorheizen.

2.2. Versuchsbrennkammer

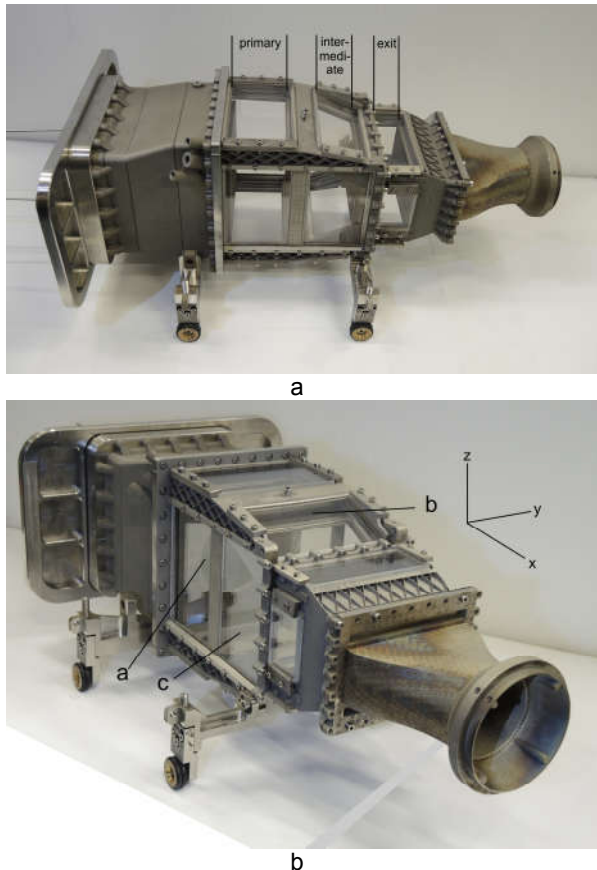
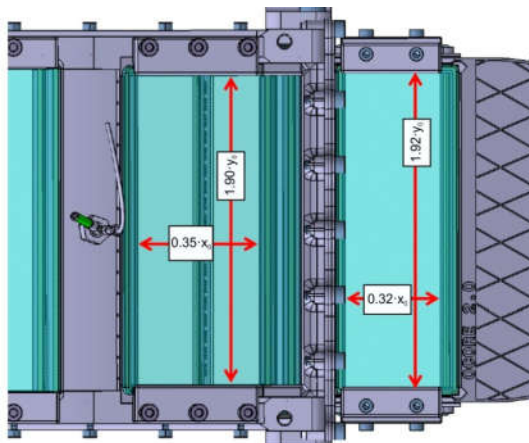


Bild 2: OCORE-2 Sektorbrennkammer: a zeigt drei Zonen mit optischem Zugang, b zeigt das Koordinatensystem der Messungen; a: Brennkammerkopf mit Bohrung für den Brenner; b: doppelwandige Innen- und Außenwand; c: Seitenwand

Aus den Versuchen zur Erprobung der Messtechnik für Ringbrennkammern stand bereits der Brennkammersektor OCORE (Optical COMbustOR Exit) 1 zur Verfügung [5]. Dieser ist jedoch für die vorgesehene Aufgabe nicht geeignet. Seine Brennkammerkontur gibt den Verlauf der Querschnittsfläche wieder, die in der BOSS (Big Optical Single Sector) Messtrecke zur Untersuchung der Primärzone von Magerbrennkammern verwirklicht worden



war [11] und keinen realistischen Beschleunigungsverlauf zum Austritt hin aufweist. Der neu erstellte Brennkammersektor OCORE 2 realisiert eine Brennkammerkontur die von RR-D zur Verfügung gestellt wurde; sie lehnt sich eng an eine realistische zukünftige Brennkammer für zivile Flugtriebwerke an. Bild 2 zeigt zwei fotografische Ansichten der Brennkammer so wie sie in das Druckgefäß der HBK-1 Messtrecke eingesetzt wurde.

Auch der Brenner wurde in Originalgröße von RR-D zur Verfügung gestellt. Angesichts des zur Erstellung einer realistischen Austrittszone notwendigen Aufwands wurde, wie in Bild 2 a entnommen werden kann, die Gelegenheit genutzt, auch die Primär- und Sekundärzone mit optischen Zugängen für Lasermessungen auszustatten. Die Koordinatenrichtungen, die in den vorgestellten Messungen benutzt wurden, sind in Bild 2 b dargestellt. Der Nullpunkt liegt in der Brennerachse auf der Kopfplatte der Brennkammer (a). Anhand des Bildes 2 lässt sich auch die Bauart der Brennkammer erläutern. Der Brenner wird in die zentrale Bohrung der Kopfplatte eingebracht. Die inneren und äußeren bzw. unteren und oberen Wände (b) sind doppelwandig ausgeführt und werden mit Kühlluft auf Brennkammereintrittsniveau (T30) gekühlt. Die in einer Ringbrennkammer nicht vorhandenen Seitenwände (c), sind einwandig ausgeführt und werden in der Primärzone mit Luft auf T30 und in den folgenden Zonen mit Luft auf Umgebungstemperatur gekühlt. Die metallischen Wandstrukturen, die die optischen Zugänge verbinden, sind effusionsgekühlt. Sie führen auch die Luft, die zur Filmkühlung der Innenseite der Fensterwände benötigt wird. Die Brennkammer, der stromauf liegende Strömungsteiler und das Übergangsstück zwischen Austrittszone und Abgasrohr wurden mit der SLM Methode mit der in [5] beschriebenen Konstruktionssystematik gefertigt. Die Brennkammer kann im Druckgefäß stromauf gesehen um 90° in Uhrzeigerichtung um die Brennerachse gedreht werden. Damit kann die Orientierung der Lichtschnitte relativ zur Brennkammerorientierung in gleicher Weise verändert werden, ohne die Strahlwege des komplizierten messtechnischen Aufbaus zu verändern.

Das Bild 3 gibt die Dimensionen der Sekundär- und Austrittszone wieder. y und z werden mit der gerundeten Distanz von der Mitte zur Wand normalisiert, die x-Richtung mit der Hälfte der Länge des Messweges. Im Folgenden beziehen sich die Koordinaten der Messebenen auf das Koordinatensystem von Bild 2 b.

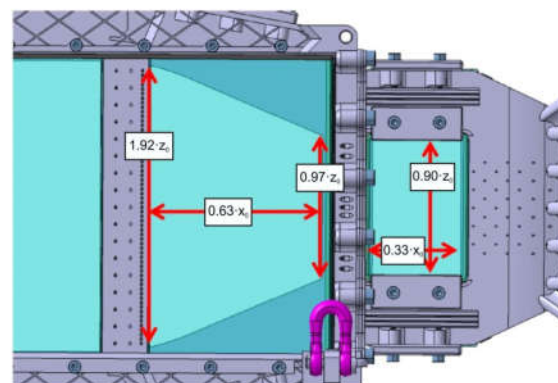


Bild 3: Dimensionierung der optischen Zugänge der Sekundär- und Austrittszone

Zum Beispiel liegt die y-z Ebene im Zentrum der Sekundärzone bei der Koordinate $x/x_0 = 1,09$ und die y-z Ebene in der Mitte der Austrittszone bei $x/x_0 = 1,76$.

2.3. Magerbrenner

Die Konstruktion des in dieser Untersuchung verwendeten Magerbrenners wird schematisch in Bild 4 gezeigt.

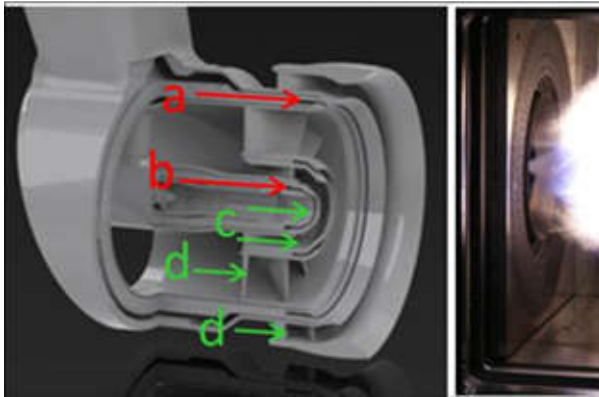


Bild 4: Rolls-Royce Magerbrenner mit konzentrischer Anordnung; Pilotbrenner im Zentrum.

a: Hauptbrennstoff b: Pilotbrennstoff c: Pilot-Luftströme; d: Hauptluftströme. Links: Schema; Rechts: Betrieb in der BOSS Brennkammer

Seine Konfiguration weist ein konzentrisches Arrangement der Hauptbrennstoffstufe (a) auf, die in konzentrisch angeordnete Drallströme eingebettet ist. Durch diese Drallkanäle wird der größte Teil der Brennkammerluft transportiert. In der Mitte des Brenners innerhalb der Hauptbrennerströme liegt der Pilotbrenner mit der gleichfalls in zwei Drallströme eingebetteten Pilotbrennstoffzuführung. Beide Brenner sind mit Luftstromzerstäubern mit Filmleger ausgerüstet.

Das Luft-zu-Brennstoffverhältnis, das im Folgenden verwendet wird, wird mit den Luftmassenströmen durch alle Brennerpassagen (c und d) definiert, ohne Berücksichtigung des effusionsgekühlten Hitzeschildes, das auf der rechten Seite des Bildes 4 zu sehen ist, geteilt durch den Kraftstoffmassenstrom des Pilotbrenners (b).

3. MESSTECHNIKEN

Die Messtechnikaufbauten aus den Untersuchungen an der OCORE 1 Brennkammer [6,8] konnten für die Messungen an der OCORE 2 Brennkammer übernommen werden. Deswegen erfolgt hier nur eine verkürzte Darstellung der für diese Untersuchung verwendeten Messtechniken OH-T-LIF und PIV.

3.1. Temperaturmessung

Für die Temperaturmessung wurde die Laserinduzierte Fluoreszenz am OH Molekül verwandt. Die Technik und ihre Grenzen werden ausführlich in [7] diskutiert. Dem Vorteil eines guten Signal-zu-Rauschverhältnisses bei hohen Temperaturen, das die Auswertung simultaner zweidimensionaler Temperaturverteilungen im

Einzelschuss erlaubt, steht der Nachteil gegenüber, dass die Signalstärke an die Anzahl der OH-Moleküle gekoppelt ist, die unterhalb von 1300 K keine ausreichend genaue Auswertung mehr erlauben. Demzufolge kann keine über den Messbereich konstante Genauigkeit angegeben werden. Für magere Rauchgase stromab der unmittelbaren Flammenzone wird in [7] für 2300 K eine Genauigkeit von 60 K und für 1500 K eine Genauigkeit von 40 K genannt. Für diese Untersuchung konnte das Problem der unteren Temperaturmessgrenze gemindert werden, in dem ein etwas höherer Lastpunkt mit höherer Vorwärmtemperatur aus der Skala der ungestuften Betriebspunkte gewählt wurde.

Für die Austrittsmessungen sind vorwiegend Daten in einer y-z Ebene von Interesse. Der optische Zugang zur Austrittszone ist jedoch so kurz, siehe Bild 2 a, dass die Abbildung eines y-z Lichtschnitts nicht mit der angestrebten Genauigkeit vorgenommen werden kann. Daher musste die direkte Abbildung der y-z Ebene wie in der OCORE 1 Brennkammer zugunsten einer Rekonstruktion aus x-y Ebenen vorgenommen werden, siehe Bild 5.

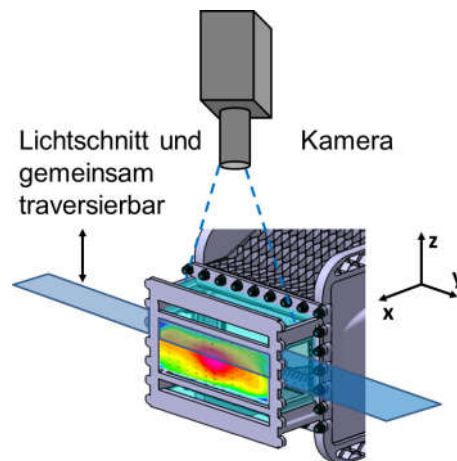


Bild 5: Optischer Aufbau für die Temperaturmessung mit OH-LIF in der Austrittszone der OCORE 1 Brennkammer.

Da die Austrittszone eine künstliche Verlängerung der Austrittsebene zu messtechnischen Zwecken darstellt, ist die Messung von x-y Ebenen auch zur Beurteilung der Gradienten in x-Richtung sinnvoll. Im Regelfall wurden 5 Ebenen vermessen, aus denen die y-z Ebenen interpoliert wurden. Für jede Ebene wurden jeweils 400 Einzelaufnahmen ausgewertet, aus denen die hier gezeigten Mittelwerte gebildet wurden. Aus den Mittelwerten der Lichtschnitte auf der x-Position in der Mitte der Austrittszone wurden Werte für eine kontinuierliche y-z Ebene interpoliert.

3.2. Geschwindigkeitsmessung

Für die Geschwindigkeitsmessung am Austritt konnte ein Standard PIV Aufbau mit einer einzigen Kamera verwendet werden, da die Hintergrundstrahlung dort ausreichend abgeklungen war. Wiederum war der Aufbau identisch zu den OCORE 1 Messungen, so dass hier auf die detaillierte Darstellung in [6] verwiesen werden kann. Der optische Aufbau für die Messung der U- und V

Geschwindigkeit folgt dem der Temperaturmessung. Für die Messung der W-Geschwindigkeit wurden Lichtschnitte in x-z Ebenen gelegt, siehe Bild 6.

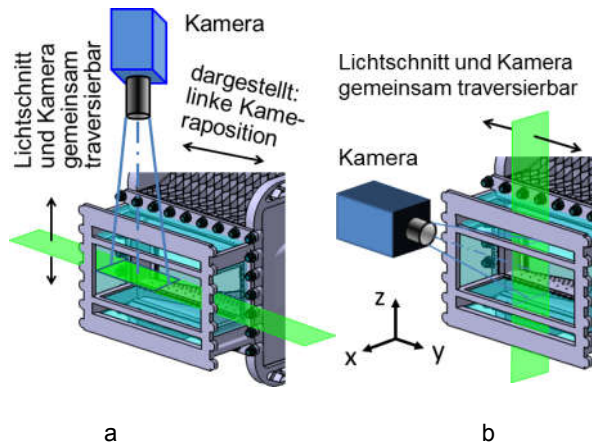


Bild 6: Optische Anordnungen für PIV mit Lichtschnitten in x-y (a) und x-z Ebenen (b)

Aus Bild 6 a lässt sich entnehmen, dass zwei Lichtschnittaufnahmen notwendig waren, um die gesamte Breite des Austrittsquerschnitts abzudecken. 4 Lichtschnitte in z-Richtung und 9 in y-Richtung wurden durch Interpolation zu 7 bzw. 17 verdoppelt. An den Schnittpunkten dieses Netzes liegen die Geschwindigkeiten in allen drei Raumrichtungen vor. Die Prozedur wird in Bild 7 a für den Betrag der Geschwindigkeit exemplifiziert.

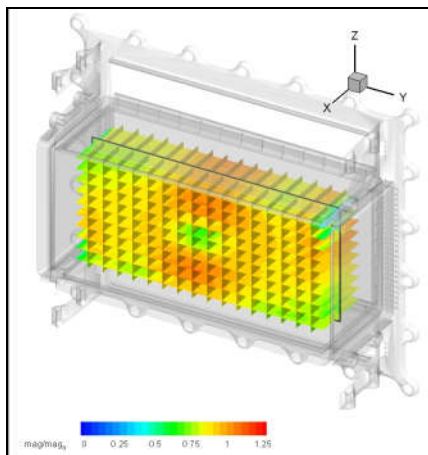


Bild 7 a: Herstellung der Geschwindigkeitsdaten aus den Lichtschnitten der x-y und x-z Ebenen. Die Lage der y-z Ebenen in Bild 11-14 ist mit dem schwarzen Rand gekennzeichnet.

Für jede Ebene der Geschwindigkeitsmessungen wurden 2000 Lichtschnitte ausgewertet. Neben den Mittelwerten wurden auch die Schwankungswerte der Geschwindigkeiten ermittelt. In diesem Beitrag erfolgt zum Zweck der Verdichtung der Ergebnisse die Wiedergabe des Turbulenzgrades. Die hier verwendete Definition des Turbulenzgrades ist:

$$(1) \quad Tu = \frac{\sqrt{\frac{1}{3} (\sigma_u^2 + \sigma_v^2 + \sigma_w^2)}}{\sqrt{(\bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2)}}$$

Dabei sind die Varianzen σ^2 für die Geschwindigkeitskomponente $x = U, V, W$:

$$(2) \quad \sigma^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2$$

Die Bereitstellung oder Überprüfung von Randbedingungen für Rechnungen in die Turbine benötigt neben der Erfassung der turbulenten Energie für die häufig verwendeten Zweigleichungsmodelle auch Skaleninformationen über die Turbulenz. Mit einer ausreichenden Anzahl von planaren, instantanen Geschwindigkeitsmessungen können mit PIV-Daten Approximationen turbulenter Längenmaße bestimmt werden. Dabei werden zunächst Kreuzkorrelationen R_{xx} für die verschiedenen Raumpunkte gebildet, z.B.:

$$(3) \quad R_{uu}(\Delta x) = \frac{\langle u(x) \cdot u(x + \Delta x) \rangle}{\sigma_u^2}$$

Hier ist σ_u^2 die Varianz der Geschwindigkeit U . Das Längenmaß der Geschwindigkeit i in die Richtung x ist dann definiert als

$$(4) \quad L_{xi} = \int_{x_i=0}^{\infty} R_{uu}(x_i) dx_i$$

Jedoch verhindern die endliche Größe der zur Verfügung stehenden Geschwindigkeitsfelder und letztlich auch die endliche Größe des Strömungskanals die volle Konvergenz des Autokorrelationsintegrals, so dass Längenskalen lediglich approximiert werden können. Von dem interessierenden Raumpunkt x_0, y_0 ausgehend werden Kreuzkorrelationskoeffizienten c_{ij} mit Daten aus dem diskreten Messraster gebildet.

$$(5) \quad c_{ij} = \frac{\frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} (u_{ij}(k) - \mu_{ij}) \cdot (u_{00}(k) - \mu_{00})}{\sigma_{u_{ij}} \cdot \sigma_{u_{00}}}$$

Dies kann für alle Geschwindigkeitskomponenten und Raumrichtungen durchgeführt werden, die in den Messebenen enthalten sind. Somit kann für jeden Punkt x, y einer Messebene eine 2-dimensionale Kreuzkorrelationskarte erzeugt werden, aus der durch Integration entlang einer Raumrichtung das turbulente Längenmaß dieses Punktes gebildet werden kann.

Die experimentelle Realität der Messfehler führt in aller Regel dazu, dass Zeit- oder Raumkorrelationen in größerer zeitlicher oder räumlicher Entfernung im Rauschanteil der Messung verschwinden und ein asymptotischer Wert bereits in einer endlichen Entfernung erreicht wird, der vor den Wänden des Strömungskanals liegt. Für die vorliegenden Messungen ist das jedoch nicht immer der Fall. Der Grund ist im Auftreten kohärenter Strukturen, wie der Präzession des Drallwirbels zu

suchen, deren Wirkung z.B. auch noch in unmittelbarer Nähe der Wand beobachtet werden kann. Deswegen ist die Ermittlung der Längenmaße als Validationsgröße besonders geeignet für Strömungssituationen, in denen die Voraussetzung für Zweigleichungsmodelle durch eine Turbulenzstruktur gegeben ist, die der statistischen Turbulenztheorie entspricht. Werden kohärente Strukturen identifiziert, muss im weiteren Vorgehen sowohl die Benutzung höherer Turbulenzmodelle als auch die experimentelle Analyse mit einer Separation stochastischer und periodischer Anteile und z.B. der Verwendung der Proper Orthogonal Decomposition in Betracht gezogen werden.

4. ERGEBNISSE

In diesem Beitrag erfolgt mit Rücksicht auf den Schutz der für die Entwicklung des industriellen Partners sensitiven Daten eine Beschränkung auf eine ungestufte Betriebsbedingung im Druck- und Vorwärmbereich des Reiseflugs mit höherer Vorwärmung und einem gegenüber dem minimalen um 41% erhöhten Luft zu Brennstoff Verhältnis (LBV). Anhand dieser Daten und ihres Vergleichs mit der isothermen Strömung wird der Einfluss der Wärmefreisetzung exemplarisch erläutert.

4.1. Temperaturverteilung

Einen Überblick über die Temperaturverteilung in der Austrittszone gibt Bild 8 mit einer perspektivischen Darstellung der 5 vermessenen Ebenen.

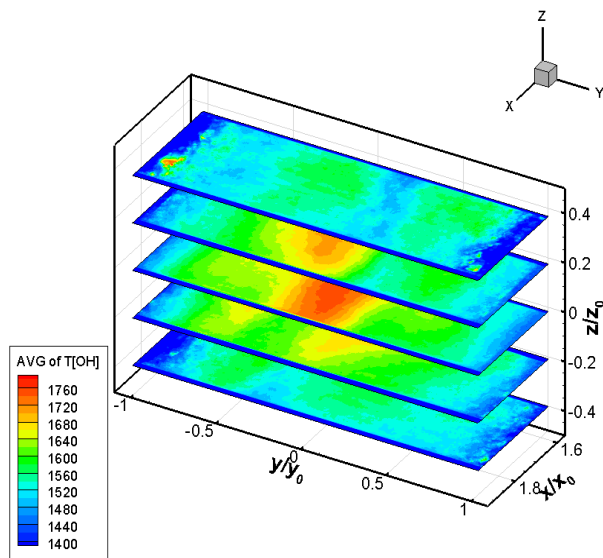


Bild 8: Temperaturverteilung in der Austrittszone in den 5 Messebenen

Die Temperaturskala wurde hier wie auch in den weiteren Bildern auf 1400 K begrenzt. Unter diesem Niveau war die OH-Konzentration in dieser Messsituation zu gering für eine Auswertung mit akzeptablem Signal zu Rauschverhältnis. Gemäß der geometrischen Anordnung des Pilotbrenners im Zentrum des Magerbrenners sieht man ein ausgeprägtes Temperaturmaximum in der Nähe der Brennerachse, ähnlich den Messungen an der OCORE 1 Brennkammer. Weiterhin lassen sich in Strömungsrichtung auch noch Unterschiede in der Temperaturverteilung erkennen. Diese werden im

Wesentlichen durch zwei Umständen bedingt. Zum einen erfolgt im Übergang zwischen der Brennkammerkontur und der Austrittszone ein abrupter Wechsel von einer Querschnittsverengung zu einer parallelen Strömungsführung.

Zum anderen erfolgt durch den unterstöchiometrischen Betrieb des Pilotbrenners bei dieser etwas untypischen Betriebsbedingung noch eine Nachreaktion im Austrittssektor, die auf die Ausmischung des Pilotkraftstoffs in den Luftstrom des Hauptbrenners und den stöchiometrischen Übergang dieses Gemisches folgt. Bild 9 gibt eine Falschfarbendarstellung der OH Chemilumineszenz wieder, die durch das Seitenfenster aufgenommen wurde und deren Bildpunkte den integralen Wert entlang der z Richtung darstellen.

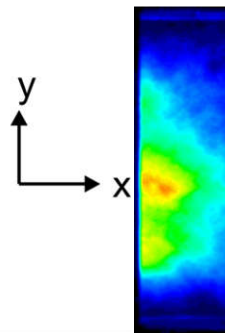


Bild 9: OH-Chemilumineszenz Verteilung in der Austrittszone aufgenommen durch das Seitenfenster

Neben einer geringfügigen Temperaturerhöhung entlang der x-Richtung infolge der Nachreaktion beeinflusst diese auch die OH-Temperaturmessung, deren Linearität auf das Vorhandensein des chemischen Gleichgewichts angewiesen ist. Tendenziell wird ein zu hoher Wert ermittelt. In der Nähe des Austritts ist die Nachreaktion jedoch abgeklungen, und anhand der Unterschiede zwischen dem Ende des Austrittssektors und der Mitte in der Ebene $z/z_0 = 0$ des Bildes 8 lässt sich ablesen, dass die Verfälschung des Ergebnisses in der mittleren Ebene gering ist.

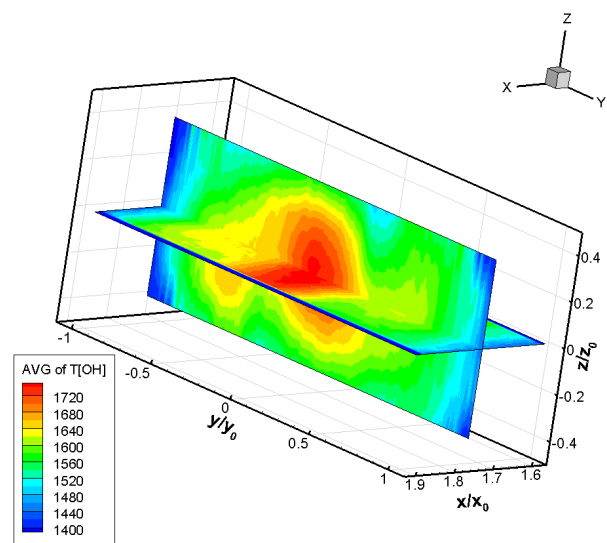


Bild 10: Temperaturverteilung in der Mitte des Austrittssektors

Um dieser Situation Rechnung zu tragen, wird in Bild 10 die interpolierte Temperaturverteilung der y - z Ebene zusammen mit der Messebene z/z_0 gezeigt. Die auf den Pilotbrenner zurückzuführende Hochtemperaturzone ist nicht völlig umgangssymmetrisch. Diese Abweichung lässt sich auf zwei Quellen zurückführen. Ein Grund ist die Interaktion von Asymmetrien im Luft- und Kraftstoffpfad der Brenner während der Mischung.

Zusätzlich beeinflussen Installationseffekte die Symmetrie, wie sie durch den Nachlauf der Kraftstoffleitung und der Instrumentierung in der Einlaufregion des Brenners entstehen. In [12] wurde mit einem ähnlichen Brenner in der BOSS Brennkammer eine Untersuchung der Umfangshomogenität der isothermen Strömung angestellt. Neben einer mäßigen Variation der Maximalgeschwindigkeit der Hauptbrennerströmung wurde auch eine Variation der Breite der Rezykulation über den Umfang festgestellt. Über die Umfangshomogenität der Kraftstoffverteilung bei realistischen Zerstäubungsbedingungen ohne Verbrennung liegen keine Daten vor, da eine Bereichscharakterisierung wegen des guten Folgeverhaltens kleiner Tropfen mechanisch nicht vorgenommen werden kann und die hohe Tropfendichte den Einsatz optischer Methoden nicht zulässt. Deswegen kann für die niedrige Temperatur im Bereich $y/y_0 = -0,5$; $z/z_0 = -0,2$ keine eindeutige Ursache angegeben werden. Aus Messungen der Temperaturverteilung in der Sekundärzone ist jedoch bereits eine vergleichsweise hohe Temperatur im linken unteren Quadranten und eine niedrigere im rechten oberen bekannt. Diese Asymmetrie muss unter dem Aspekt des bereits erwähnten unterstöchiometrischen Betriebs des Pilotbrenners gesehen werden. Zum Ausbrand des Pilotkraftstoffs ist die Einmischung in den Hauptbrennerstrom notwendig. Liegt nun eine Asymmetrie der Pilotkraftstoffverteilung vor, so kann dies zu Situationen führen, in denen eine Reaktion mit der Hauptbrennerluft nicht kontinuierlich über den Umfang stattfindet und die erheblichen Temperaturunterschiede zwischen vorhandener und nichtvorhandener Reaktion im Hauptstrom auf dem Weg zum Austritt nicht völlig ausgemischt werden. Ähnliche Beobachtungen über den Pilotbrennerausbrand wurden auch mit einem Magerbrenner anderer Bauart gemacht [13]. Die Konvektion solcher Bereiche wird dann durch die Drehbewegung des Drallstroms und die mit der Querschnittsverengung der Sekundärzone asymmetrische Beschleunigung der Strömung weiter beeinflusst. Liegt eine über dem Umfang unterschiedliche Zunahme des Volumenstroms durch Wärmefreisetzung vor, ist aus Kontinuitätsgründen in der Sekundärzone eine präferentielle Konvektion dieser Bereiche in y Richtung plausibel.

Im Hinblick auf die Interaktion der Brennkammerströmung mit der Turbine sind die ungestuften Lastzustände wegen des generell niedrigen Temperaturniveaus jedoch unkritisch. In den hohen, gestuften Lastzuständen tritt wegen des überstöchiometrischen Betriebs des Pilotbrenners das geschilderte Phänomen nicht auf.

Außerhalb des Kernbereichs hoher Temperaturen hat sich die Hauptbrennerströmung durch die Einmischung von Rauchgasen der Pilotverbrennung und die geschilderte Reaktion mit dem Pilotbrennstoff auf ein Temperaturniveau von ca. 1500 - 1600 K erwärmt. Die kalten Grenzschichten an der Ober- und Unterseite aus

dem vorgewärmten Kühlfilm des Flammrohrs sind nicht zu erkennen. Im Gegensatz dazu verbleibt an den seitlichen Sektorgrenzen ein Bereich, in dem die Temperatur durch den mit Umgebungstemperatur zugeführten Kühlfilm der seitlichen Wände auf ein Maß abgekühlt wird, das eine Messung mit dem auf das Vorhandensein von OH-Radikalen angewiesenen Messverfahren nicht mehr möglich ist. Hier werden die in der Einführung beschriebenen Grenzen eines Einzelsektorversuchs sichtbar.

Für die Brennkammer-Turbinen Interaktion sind die Schwankungstemperaturen wegen der thermischen Trägheit der Turbinenbauteile von nachgeordnetem Interesse, weswegen hier auch auf ihre Darstellung verzichtet wird.

4.2. Geschwindigkeitsfeld

4.2.1. Mittelwerte

Die Herleitung der Geschwindigkeitsverteilung aus den Lichtschnitten wurde bereits im Abschnitt 3.2 diskutiert. Hier soll der Einfluss der Wärmefreisetzung auf das Geschwindigkeitsfeld und die Turbulenzeigenschaften diskutiert werden. Alle Messungen werden mit der gleichen Nominalgeschwindigkeit normiert. Dabei wurden die Versuche mit dem gleichen reduzierten Massenstrom durchgeführt, so dass die Unterschiede im Geschwindigkeitsniveau aus der Wärmefreisetzung resultieren. Als erstes erfolgt in Bild 11 als Ausgangspunkt für die weitere Diskussion die Darstellung der isothermen Messung.

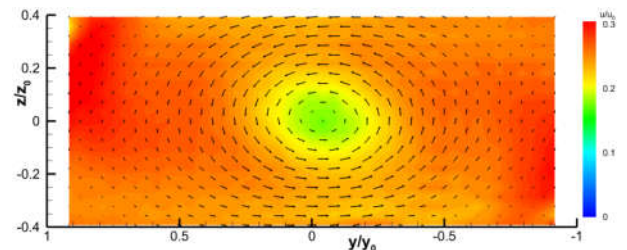


Bild 11: Isotherme Geschwindigkeitsverteilung in der Mitte der Austrittszone, U Geschwindigkeit in Falschfarben, V und W Geschwindigkeit als Pfeildarstellung, maximale Pfeillänge entspricht $0,83 U_0$

Bis auf die zentrale Zone niedriger Geschwindigkeit ist das Niveau der Axialgeschwindigkeit vergleichsweise homogen. Das Zentrum der Pilotströmung wird in der Primärzone von einem Bereich niedriger Geschwindigkeiten eingenommen, der zur Flammenhaltung notwendig ist. Dieser Bereich schließt sich erst in der Sekundärzone mit der dortigen Querschnittsverengung. Das Geschwindigkeitsdefizit im Zentrum ist auf den Nachlauf dieser Zone zurückzuführen.

Dieses Bild kehrt sich unter dem Einfluss der Pilotwärmefreisetzung um. Die zugehörige Geschwindigkeitsverteilung ist in Bild 12 wiedergegeben. Zunächst muss angemerkt werden, dass mit Verbrennung nicht alle Messebenen ausgewertet werden konnten. Positionen in unmittelbarer Nähe der Fenster litten unter der Störung durch Streulicht aus Partikelbelägen an der

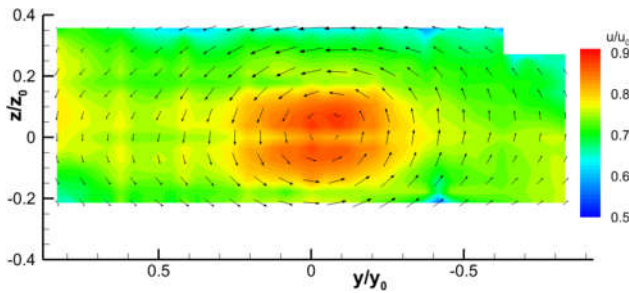


Bild 12: Geschwindigkeitsverteilung mit Verbrennung in der Mitte der Austrittszone, U Geschwindigkeit in Falschfarben, V und W Geschwindigkeit als Pfeildarstellung, Pfeillänge entspricht $0,45 U_0$

Fensteroberfläche. Die Signale aus den der Kameraposition entgegengesetzten Ebenen wurden durch die Dichtegradienten und Absorption durch die Streupartikel beeinträchtigt, so dass generell der Teil der Ebene unterhalb von $z/z_0 < -0,19$ nicht ausgewertet werden konnte.

Im Wesentlichen entspricht der zentrale Bereich hoher Temperaturen aus Bild 10 auch dem hoher Geschwindigkeiten in Bild 12. Im Außenbereich treibt die Einmischung von Rauchgasen, die durch die Wärmefreisetzung beschleunigt wurden, auch die Bewegung der Hauptbrennerströmung mit einer resultierenden Beschleunigung in axialer- sowie in geringerem Maß in der Umfangsrichtung. Die zentrale Zone hoher Axialgeschwindigkeit ist jedoch nicht rund, sondern gemäß der Beschleunigung durch die Sektorkontur in y Richtung verzerrt. Weiterhin lässt sich im Geschwindigkeitsprofil der Schnittlinie $y/y_0 = 0$ im zentralen Teil eine Bimodalität erkennen. Aufgrund der Beschränkung der Wärmefreisetzung auf den inneren Teil der Strömung kann man die Pilotströmung auch als einen verdrehten Strahl in einem Parallelstrom auffassen, dessen Präzessionsbewegung nicht wie bei konventionellen, ungestuften Brennern durch eine verbrennungsbedingte Volumenausdehnung des Luftstroms der äußeren Drallströme limitiert wird.

4.2.2 Turbulenzgrade

Die Wirkung der Wärmefreisetzung zeigt sich noch deutlicher im Vergleich der Turbulenzgrade der isothermen- und der Verbrennungsströmung. Im Sinne der Verdichtung der Ergebnisse wird hier auf eine Einzeldarstellung der Schwankungswerte der Geschwindigkeitskomponenten verzichtet.

Dementsprechend zeigt Bild 13 zunächst den Turbulenzgrad der isothermen Strömung. Die Höhe des Turbulenzgrades am Austritt liegt bis auf den zentralen Bereich eher auf einem gleichmäßigen Niveau. Anzumerken ist, dass in der linken oberen und rechten unteren Ecke des Austrittssektors, in denen im Bild 11 eine etwas höhere Axialgeschwindigkeit herrscht, ein etwas geringerer Turbulenzgrad beobachtet wird. Hier kann es sich um ein künstliches Phänomen handeln, das durch die mit der starren Sektorgrenze erzwungene Umlenkung erzeugt wird. In einer Ringbrennkammer wäre an der Sektorgrenze eine verstärkte Scherung durch die gegenläufigen Wirbel der Drallströmung und unterschiedliche Geschwindigkeitsniveaus der v- und w Geschwindigkeit an der äußeren und inneren

Begrenzung zu beobachten. Die Erhöhung des Turbulenzgrades im Zentrum der Strömung ist beträchtlich und weist auf eine in der isothermen Strömung existierende kohärente Bewegung hin.

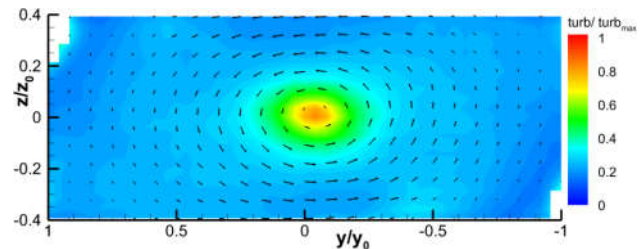


Bild 13: Isothermer Turbulenzgrad in der Mitte der Austrittszone, in Falschfarben, V und W Geschwindigkeit als Pfeildarstellung

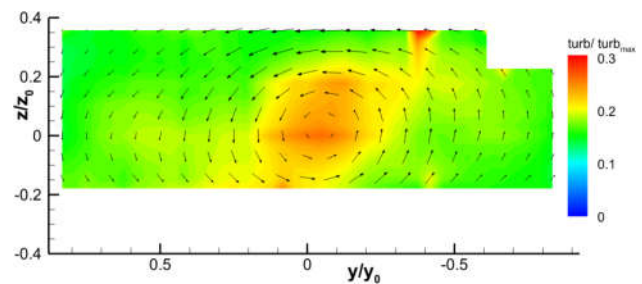


Bild 14: Turbulenzgrad der reagierenden Strömung in der Mitte der Austrittszone in Falschfarben, V und W Geschwindigkeit als Pfeildarstellung

Der Turbulenzgrad der Verbrennungsströmung in Bild 14 hat gegenüber der isothermen Strömung eine wesentlich geringere Spanne vom Zentrum zu den Außenbereichen auf, deren Turbulenzgrad ebenfalls unter dem der isothermen Strömung liegt. Die Orientierung des zentralen Bereichs hoher Turbulenzgrade mit einer größeren Ausdehnung in z-Richtung ist dem des Bereichs hoher Geschwindigkeiten in Bild 12 mit einer größeren Ausdehnung in y-Richtung entgegengesetzt. Diese Form suggeriert eine kohärente Oszillation des zentralen Drallstrahls zwischen den beiden Maxima der mittleren Geschwindigkeit die sich in der Nähe der beiden x-y Messebenen bei $z/z_0 = \pm 0,1$ befinden.

Das geringere Verhältnis zwischen maximalem Turbulenzgrad im Zentrum und dem mittleren Niveau im Außenbereich der Strömung mit Reaktion gegenüber dem entsprechenden Verhältnis bei isothermer Strömung steht im Einklang mit Ergebnissen zum Einfluss der Verbrennung auf die Stärke von Präzessionsbewegungen in Drallströmungen [14], für die je nach Lage der Flamme oder Brennstoffzuführung eine Dämpfung von über einer Größenordnung beobachtet wird.

Die Reaktion in der Primärzone bewirkt in der Austrittszone offensichtlich auch einen geringeren Turbulenzgrad der Hauptbrennerströmung. Man kann davon ausgehen, dass die Veränderungen der Turbulenzstruktur in der Flammenzone bis hierhin abgeklungen sind. Die Beschleunigung durch die globale Zunahme des Volumenstroms mit der Wärmefreisetzung wird jedoch nicht von einer dazu im Verhältnis stehenden Turbulenzproduktion begleitet. Ein weiterer Schritt in der Betrachtung der Turbulenzstruktur wird im Folgenden mit der Darstellung der Längenmaße gemacht.

4.2.3 Turbulente Längenmaße

Wegen des Interesses an der Turbulenzstruktur im Zentrum $y/z = 0$ und der größeren Anschaulichkeit von Längenmaßverteilungen entlang von Koordinatenachsen

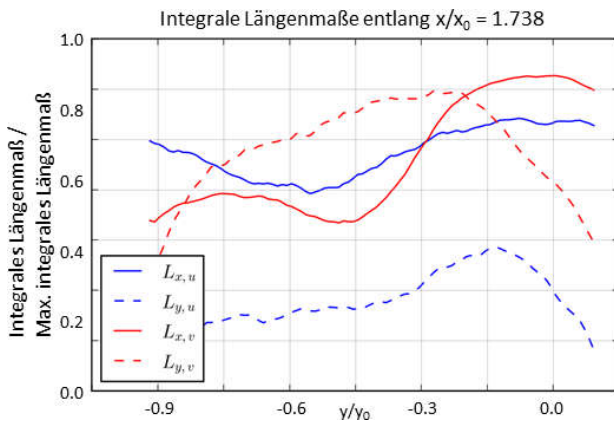


Bild 15 a: Profile der Längenmaße der isothermen Strömung entlang der negativen Halbachse y bei $z = 0$

beschränken sich die Darstellungen hier auf Verläufe entlang der Linien $y = 0$ und $z = 0$. In den Bildern 15 und 16 befinden sich für die y Richtung jeweils zwei Grafiken für die positive und negative Richtung, die den beiden Lichtschnittpositionen entsprechen. Die Anordnung folgt dem bestmöglichen Vergleich isotherm zu Reaktion.

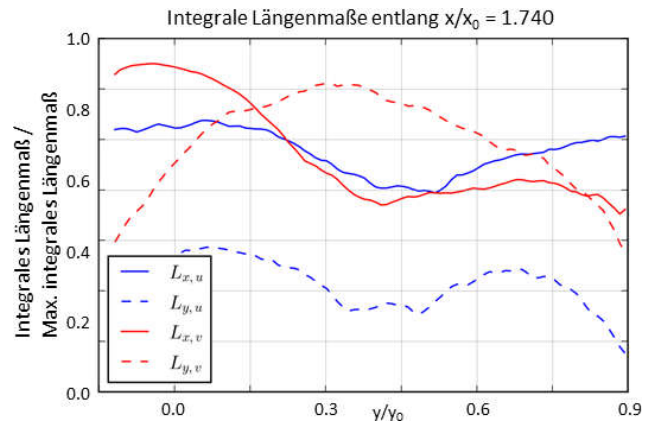


Bild 15 b: Profile der Längenmaße der isothermen Strömung entlang der positiven Halbachse y bei $z = 0$

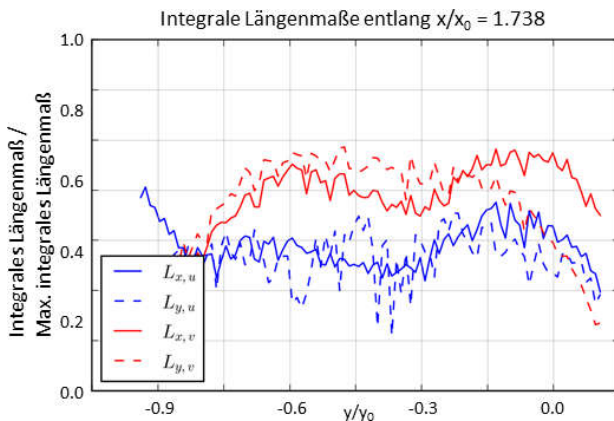


Bild 16 a: Profile der Längenmaße der reagierenden Strömung entlang der negativen Halbachse y bei $z = 0$

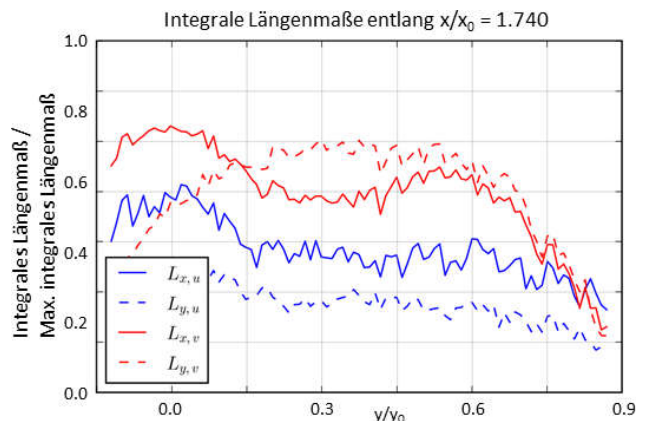


Bild 16 b: Profile der Längenmaße der reagierenden Strömung entlang der positiven Halbachse y bei $z = 0$

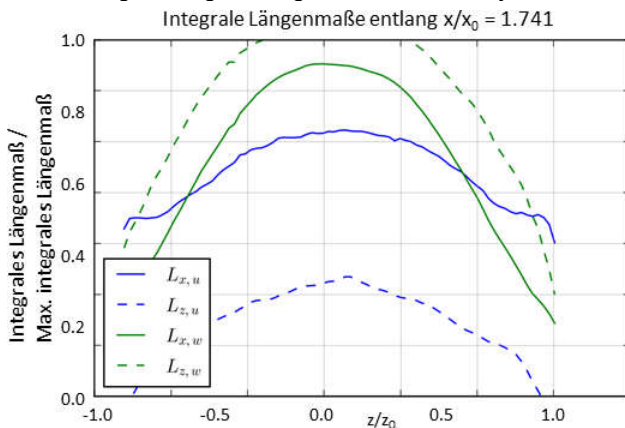


Bild 15 c: Profile der Längenmaße der isothermen Strömung entlang der z Achse bei $y = 0$

Die gute Übereinstimmung der Werte aus den beiden Auswertungen in Überlappungsbereich der Messzonen kann als erster Hinweis auf die Reproduzierbarkeit der Messungen aufgefasst werden. Beim Vergleich der beiden Bilder fällt der weniger stetige Verlauf der Kurven in Bild 16 auf. Neben dem geringeren Signal zu Rausch Verhältnis des Geschwindigkeitswertes der

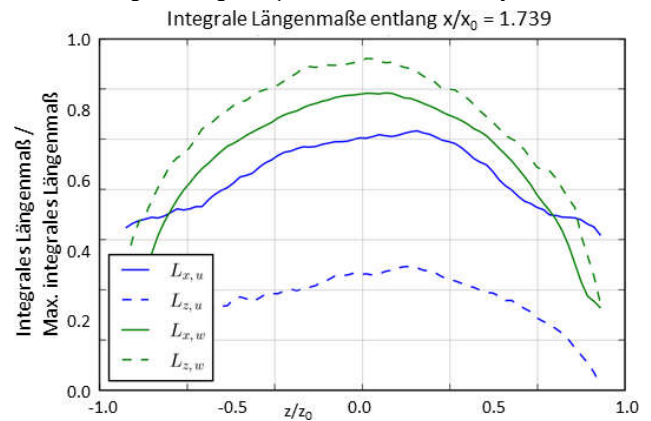


Bild 16 c: Profile der Längenmaße der reagierenden Strömung entlang der z -Achse y bei $z = 0$

Einzelmessung tritt bei einer Messung der Ortskorrelation durch die Brechungsindexfluktuationen im Strahlengang eine Ungenauigkeit im Ursprungsort der Messung auf, der durch eine Erhöhung der Anzahl der Messungen nicht völlig ausgemerzt werden kann. Abgesehen von diesen messtechnisch bedingten Unterschieden sind die Verläufe in den Bildern 15 und 16 jedoch qualitativ ähnlich. Der

Kurvenverlauf wird wie beim Turbulenzgrad von hohen Werten im Zentrum geprägt, die auf die kohärente Bewegung des Pilotnachlaufs zurückzuführen sind. Ebenso reflektiert die Abnahme der Maximalwerte im Zentrum die vorerwähnte Dämpfung der Präzessionsbewegung durch die Verbrennung. Ein weiteres gemeinsames Merkmal sind die höheren Maxima der Längenmaße der w Geschwindigkeit und ihre größere relative Ausdehnung in z Richtung gegenüber den Längenmaßen der v Geschwindigkeit in y Richtung. Da die brennernahe Präzessionsbewegung noch keine Präferenz für eine Bewegung in Richtung der kartesischen Koordinaten hat, ist dieser Unterschied zwangsläufig eine Folge der Beschleunigung durch die Querschnittskontraktion in der Sekundärzone. Einen weiteren Hinweis auf die Rolle der Präzession gibt die negative Differenz der Unterschiede zwischen den Längenmaßen der Axialgeschwindigkeit und der jeweils anderen, v oder w Geschwindigkeit in der die Präzession im Wesentlichen stattfindet. Eine weiterführende Diskussion dieser Messungen bleibt einer Einzeldarstellung vorbehalten.

5. AUSBLICK

Mit den vorliegenden Messungen liegen nun erstmals Daten in hoher Auflösung vor, die an die Turbinenberechnung übergeben werden können. Weitere Schritte sind der Vergleich mit den Geschwindigkeits- und Turbulenzdaten der Brennkammersimulatoren von Turbinenprüfständen und die Nutzung zur Validation von Berechnungen der reagierenden Brennkammerströmung. Nach der Bereitstellung der Methoden im vorliegenden Projekt erscheint ist nun auch deren Anwendung auf konventionelle Brennkammern zur Verfeinerung der Auslegungsmethoden als ein logischer Schritt.

6. DANKSAGUNG

Die Autoren danken F. Mikhail und T. Conzen für die Konstruktion der OCORE 2 Brennkammer und J. v. Klaveren und M. Fritsche für den Betrieb des Prüfstands sowie Th. Dörr für die Unterstützung auf dem Weg zu OCORE 2. Die Forschung, die zu diesen Ergebnissen führte, hat finanzielle Unterstützung aus dem siebten Rahmenforschungsprogramm der Europäischen Union (FP7) unter der Vertragsnummer 283216 erhalten, als Teil des Forschungsprojektes LEMCOTEC.

7. SCHRIFTTUM

- [1] ICAO Aircraft Emissions Databank Version 25(a) vom 28.5.2018, <https://www.easa.europa.eu/easa-and-you/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank#group-easa-downloads>,
- [2] European Aeronautics: A Vision For 2020, Office for Official Publications of the European Communities, L-2985 Luxembourg, ISBN 92-894-0559-7, 2001
- [3] "Protecting the environment and the energy supply" in SRIA Flightpath 2050 Goals, Aufruf am 13.6.2016 <http://www.acare4europe.org/sria/flightpath-2050-goals/protecting-environment-and-energy-supply-0>
- [4] F. Poutriquet, R. von der Bank, S. Bourgois, N. Tantot, S. Donnerhack, A. Lundbadh, A. Peschiulli, E. Basset, C. Guin, C. Hassa, G. Gebel: LEMCOTEC : a key project to tackle pollutant emissions by developing new core technologies, In: Greener

- Aviation conference: Achievements and perspectives, S. 27-1-11, 11.-13.10. 2016, Hrsg. 3AF – Association Aéronautique et Astronautique de France, V. Guéron
- [5] O. Diers, T. Richter, T. Conzen, J. Mengerling, C. Hassa: Entwicklung der optisch zugänglichen druckbeaufschlagten OCORE- Magerbrennkammer in selektiver Laserschmelzbauweise. in: 63. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2014, 16.-18. Sep. 2014, Augsburg.
 - [6] M. Schroll, U. Doll, G. Stockhausen, U. Meier, C. Willert, C. Hassa, I.-K. Bagchi: Flow Field Characterization at the Outlet of a Lean Burn Single-Sector Combustor by Laser-Optical Methods. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 139 (1), 2017, 011503-011503. ASME. DOI: 10.1115/1.4034040 ISSN 0742-4795
 - [7] J. Heinze, U. Meier, Th. Behrendt, Ch. Willert, K-P. Geigle, O. Lammel, R. Lückerrath: PLIF thermometry based on measurements of absolute concentrations of the OH radical. Zeitschrift für Physikalische Chemie, 225 (11-12), 2011, S. 1315-1341, Oldenbourg Wissenschaftsverlag, München, DOI: 10.1524/zpch.2011.0168
 - [8] U. Doll, G. Stockhausen, J. Heinze, U. Meier, C. Hassa, I.-K. Bagchi: Temperature Measurements at the Outlet of a Lean Burn Single Sector Combustor by Laser-Optical Methods, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 139 (2), 2016, 021507-021507. ASME. DOI: 10.1115/1.4034355 ISSN 0742-4795
 - [9] T. Wolf, K. Lehmann, L. Willer, A. Pahs, M. Rößling, L. Dorn: Interturb – High-Pressure Turbine Rig for the Investigation of Combustor-Turbine Interaction, GT2017-64153 in Proceedings of the ASME Turbo Expo 2017, 26-30 Juni 2017, Charlotte, NC, USA
 - [10] A. Krichbaum, H. Wersching, M. Wilhelm, H-P. Schiffer, K.A. Lehmann: A Large Scale Turbine Test Rig for the Investigation of High Pressure Turbine Aerodynamics and Heat Transfer with variable Inflow Conditions, in Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015, GT2015-4326, June 2015
 - [11] D. Schneider, U. Meier, W. Quade, J. Koopman, Th. Aumeier, A. Langfeld, Th. Behrendt, C. Hassa, L. Rackwitz: A New Test Rig For Laser Optical Investigations of Lean Jet Engine Burners in Proceedings of ICAS 2010 – 27th. Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ISBN 978-0-9565333-0-2, 19.-24. Sep. 2010, Nizza, Frankreich.
 - [12] C. Hassa, U. Meier, J. Heinze, E. Magens, M. Schroll and I. Bagchi: Investigation of the Reacting Flow Field of a Lean Burn Injector with Varying Degree of Swirl at Elevated Pressure Condition, GT2017-64280, Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 26 - 30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA.
 - [13] C. Hassa, S. Yoshida, D. Schneider and L. Lange: Evaluation of the Influence of Fluidic Control on Air Flow Distribution and Fuel Split Variation of a Staged Lean Jet Engine Burner at Idle and Cruise Condition. In: ISABE 2015. International Association of Airbreathing Engines. 22nd ISABE Conference, 25.-30.10.2015, Phoenix, Az, USA.
 - [14] N. Syred: A review of oscillation mechanisms and the role of the precessing vortex core (PVC) in swirl combustion systems, Prog. En. Combust. Sci. V 32 2006, 93-161